

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

Navigational aid for helicopter includes screen display showing reference flight path and necessary current path to restore position on planned route

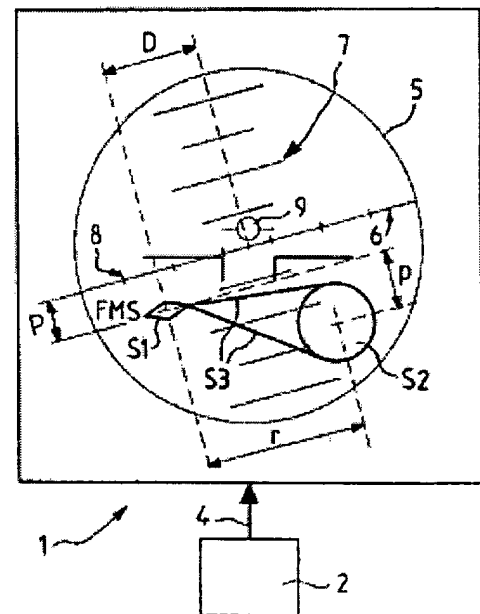
Patent number: FR2783500
Publication date: 2000-03-24
Inventor: D ORSO MICHEL
Applicant: EUROCOPTER FRANCE (FR)
Classification:
- **international:** B64D45/04; B64D43/00
- **european:** G01C23/00A; G05D1/06B6C; G05D1/08B4
Application number: FR19980011858 19980923
Priority number(s): FR19980011858 19980923

Also published as

US625596

Abstract of FR2783500

The helicopter flight path corrector determines both the pitch and the course of the reference trajectory which is to be followed by the aircraft, and on the other hand the pitch and course which must be followed by the aircraft in order to rejoin the reference trajectory. The device comprises a unit (2) for determining on the one hand both the pitch and the course of the reference trajectory which is to be followed by the aircraft, and on the other hand the pitch and course which must be followed by the aircraft in order to rejoin the reference trajectory. A further unit (3) operates a screen (5) to display a first signal (S1) representative of the reference trajectory, and a second signal (S2) representative of the required flight pattern needed to regain a position on the reference flight path. A third signal (S3) may also be displayed on the screen, indicating the relationship between the first two signals, and a fourth indicates the current direction of flight of the aircraft.



①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①1 N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

2 783 500

②1 N° d'enregistrement national : 98 11858

⑤1 Int Cl⁷ : B 64 D 45/04, B 64 D 43/00

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 23.09.98.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 24.03.00 Bulletin 00/12.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : EUROCOPTER Société anonyme —
FR.

⑦2 Inventeur(s) : D ORSO MICHEL.

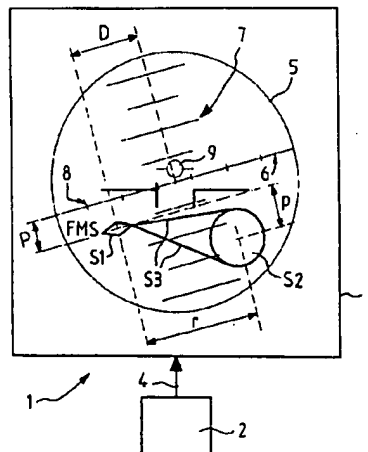
⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire(s) : CABINET BONNETAT.

⑤4 DISPOSITIF D'AIDE AU PILOTAGE D'UN AERONEF, NOTAMMENT A VOILURE TOURNANTE ET EN
PARTICULIER UN HELICOPTERE.

⑤7 - La présente invention concerne un dispositif d'aide
au pilotage d'un aéronef, notamment à voilure tournante, en
particulier un hélicoptère.

- Selon l'invention, ledit dispositif (1) comporte des pre-
miers moyens (2) pour déterminer, d'une part, la pente et le
cap d'une trajectoire de consigne de l'aéronef et, d'autre
part, la pente et le cap d'une trajectoire de pilotage que peut
prendre l'aéronef pour rejoindre la trajectoire de consigne,
et des seconds moyens (3) pour présenter, sur un écran de
visualisation (5), simultanément un premier signe caracté-
ristique (S1), dont la position sur l'écran de visualisation (5)
est représentative de la pente et du cap de la trajectoire de
consigne et un deuxième signe caractéristique (S2), dont la
position sur l'écran de visualisation (5) est représentative de
la pente et du cap de la trajectoire de pilotage.



FR 2 783 500 - A1



La présente invention concerne un dispositif d'aide au pilotage d'un aéronef, notamment à voilure tournante et en particulier un hélicoptère.

5 Plus précisément, elle concerne un dispositif permettant de présenter des informations à un pilote de l'aéronef, susceptibles de fournir à ce dernier des indications sur la position exacte dudit aéronef par rapport à l'espace environnant, notamment par mauvaise visibilité, ou même par absence totale de visibilité. De telles informations sont généralement très utiles, voire indispensables, lors de l'approche d'une piste d'atterrissage.

10 Sur les avions, notamment les avions de transport civil, on connaît un dispositif de présentation d'informations de ce type, qui est associé à un axe ou faisceau de guidage (par exemple du type "ILS") émis du sol à proximité d'une piste d'atterrissage et qui est destiné à guider l'avion lors de l'approche de la piste, en vue de l'atterrissage.

15 A cet effet, le dispositif connu fournit au(x) pilote(s) deux informations présentées sur un écran de visualisation, à savoir :

- une première information ("LOC") comprenant une flèche que le pilote doit orienter en cap sur l'axe de guidage et une barre de déviation, dont le déplacement latéral sur l'écran par rapport à la flèche est représentatif du décalage entre le faisceau de guidage et la position de l'aéronef ; et
- 20 – une seconde information ("GLIDE") qui indique la position verticale relative entre ledit axe de guidage et la position de l'aéronef.

Ces informations sont relatives à des valeurs qui sont proportionnelles à l'angle entre ledit axe de guidage et la ligne de visée du point où
25 l'aéronef compte se poser.

Un tel dispositif connu de présentation d'informations est bien adapté à une approche réalisée de façon rectiligne, avec une pente fixe et peu importante, par exemple de 3°, comme cela est généralement le cas pour un avion.

5 Toutefois, lorsque l'approche doit être réalisée selon une trajectoire de consigne qui présente plusieurs segments successifs présentant des caps et des pentes différents, ainsi que des valeurs de pente relativement importantes jusqu'à 15°, comme cela peut être le cas pour un hélicoptère, les informations précitées ne sont pas appropriées et sont de
10 plus insuffisantes.

En effet, l'information sous forme angulaire oblige le pilote à passer par un point précis de l'espace. Or, une telle contrainte n'est pas utile pour les différents points de transition d'une trajectoire à pluralité de segments, à l'exception du dernier segment se terminant par la piste d'atterrissage.
15

De plus :

- une approche à pente faible, proche de 3°, n'est pas bien adaptée aux capacités d'évolution des hélicoptères ; et
- les hélicoptères doivent pouvoir atterrir sur des zones non préparées et
20 non munies de faisceaux de guidage.

Par conséquent, le dispositif connu et précité n'est pas satisfaisant pour le guidage suivant des trajectoires de consigne complexes.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un dispositif d'aide au pilotage susceptible de présenter à un pilote d'un aéronef, et notamment d'un hélicoptère, des in-
25 formations lui permettant de réaliser, de façon simple et efficace, un pilotage selon une trajectoire de consigne complexe, présentant par exemple une pluralité de segments de pentes et de caps différents.

A cet effet, selon l'invention, le dispositif d'aide au pilotage d'un aéronef, notamment à voilure tournante, en particulier un hélicoptère, est remarquable en ce qu'il comporte :

- des premiers moyens pour déterminer, d'une part, la pente et le cap
5 d'une trajectoire de consigne de l'aéronef et, d'autre part, la pente et le cap d'une trajectoire de pilotage que peut prendre ledit aéronef pour rejoindre ladite trajectoire de consigne ; et
- des seconds moyens pour présenter, sur un écran de visualisation, simultanément un premier signe caractéristique, dont la position sur ledit
10 écran de visualisation est représentative à la fois de la pente et du cap de ladite trajectoire de consigne et un deuxième signe caractéristique, dont la position sur ledit écran de visualisation est représentative à la fois de la pente et du cap de ladite trajectoire de pilotage.

Ainsi, grâce à l'invention, on présente au(x) pilote(s), non pas des
15 informations sous forme angulaire, mais des informations représentatives de décalages en distance, précisés ci-dessous, ce qui permet de remédier aux inconvénients précités.

De plus, grâce à l'invention, on fournit également des informations concernant la pente, informations qui n'étaient pas présentées par
20 le dispositif connu et précité et qui sont nécessaires lorsque différents segments de la trajectoire de consigne présentent des pentes quelconques et susceptibles d'être de valeurs élevées. En effet, lorsque l'aéronef est par exemple situé au-dessus de la trajectoire de consigne, il est nécessaire de connaître la pente de cette dernière pour engendrer une pente
25 de descente plus importante de l'aéronef, afin qu'il puisse rejoindre cette trajectoire de consigne.

Par ailleurs, le dispositif conforme à l'invention n'est pas tributaire d'un axe de guidage et peut être utilisé partout.

On notera que dans le cadre de la présente invention, ledit écran de visualisation peut être, soit un écran usuel dit "tête basse" et prévu sur le tableau de bord de l'aéronef, soit un écran usuel dit "tête haute", c'est-à-dire un écran transparent à travers lequel le pilote peut voir l'extérieur. Cet écran "tête haute" peut être fixe par rapport à la cabine ou fixe
5 par rapport à la tête du pilote.

Dans le cas d'un écran "tête haute", le dispositif conforme à l'invention permet de rendre compatibles un pilotage dit "naturel" réalisé par les pilotes et un pilotage dit "aux instruments" réalisé par des moyens de
10 pilotage automatique, sous forme d'un seul mode de pilotage naturel assisté. L'assistance fournie alors est intégrée au pilotage naturel pour l'enrichir, sans le perturber.

En outre, de façon avantageuse, lesdits seconds moyens peuvent présenter de plus, sur ledit écran de visualisation :

- 15 – un troisième signe caractéristique, par exemple sous forme de deux droites, reliant ensemble lesdits premier et deuxième signes caractéristiques, ce qui permet de matérialiser au pilote les limites de la route aérienne qu'il doit suivre pour rejoindre ladite trajectoire de consigne et facilite donc la compréhension et l'évaluation des différentes informa-
20 tions présentées ; et/ou
- un quatrième signe caractéristique indiquant la direction vers laquelle vole l'aéronef, ce qui facilite et simplifie le pilotage puisqu'il suffit alors au pilote de diriger l'aéronef de sorte que ledit quatrième signe caractéristique soit et reste superposé audit second signe caractéristique indi-
25 quant la trajectoire de pilotage conseillée ; et/ou
- un cinquième signe caractéristique indiquant la direction d'un point de l'espace qui sera atteint par ledit aéronef dans une durée déterminée, ce qui permet de rejoindre la trajectoire de consigne dans ladite durée

déterminée si le pilote réalise un pilotage permettant de superposer ce cinquième signe caractéristique audit second signe caractéristique.

Par ailleurs, de façon avantageuse, la distance entre lesdits premier et deuxième signes caractéristiques sur ledit écran de visualisation est fonction :

- selon une première direction représentant le cap, de la distance dans un plan horizontal entre la position de l'aéronef et ladite trajectoire de consigne ; et
- selon une seconde direction représentant la pente, de la distance dans un plan vertical entre la position de l'aéronef et ladite trajectoire de consigne.

En outre, pour faciliter davantage encore la compréhension des informations présentées, avantageusement, ledit deuxième signe caractéristique présente la forme d'une ellipse, de configuration géométrique variable, c'est-à-dire de forme et/ou de taille variables. La forme de l'ellipse peut ainsi notamment varier, en correspondant à la vue en perspective, à partir de l'aéronef, d'un cercle centré sur la trajectoire de consigne. Quant à la taille de l'ellipse, elle peut par exemple varier en fonction de la vitesse effective de l'aéronef, ce qui permet de fournir de plus au pilote une information de vitesse.

Une autre information de vitesse peut être obtenue en présentant un sixième signe caractéristique, par exemple en traits interrompus, associé audit deuxième signe caractéristique et écarté de celui-ci d'une distance fonction de la différence entre la vitesse effective de l'aéronef et une vitesse de consigne.

Ceci fournit une aide simple et efficace au pilotage, puisqu'il suffit alors de superposer lesdits sixième et deuxième signes caractéristiques, pour amener la vitesse effective de l'aéronef à ladite vitesse de consigne et ainsi obtenir un pilotage adéquat.

Par ailleurs, de façon avantageuse, lesdits seconds moyens peuvent également présenter, sur ledit écran de visualisation :

- 5 – au moins un signe auxiliaire qui est destiné à suppléer un signe caractéristique sorti du champ de vision représenté sur ledit écran de visualisation et qui est situé, selon une direction de sortie de champ, à une distance prédéterminée de la position effective dudit signe caractéristique sorti ; et/ou
- 10 – un premier signe additionnel avertissant d'une modification, dans une durée prédéterminée, de la trajectoire de consigne, par exemple un changement de cap et/ou de pente. Ce premier signe additionnel disparaît lorsque ledit premier signe caractéristique se superpose à lui, c'est-à-dire lorsque la modification de trajectoire a été réalisée ; et/ou
- 15 – un second signe additionnel indiquant la position du sol relativement à une zone de l'espace liée audit aéronef. Ce second signe additionnel est de préférence associé au quatrième signe caractéristique indiquant la direction vers laquelle vole l'aéronef.

De plus, dans un mode de réalisation préféré, ce second signe additionnel est un arc de cercle, de taille variable en fonction de la position, centré sur ledit quatrième signe caractéristique. Le pilotage approprié
20 suppose alors que ledit second signe additionnel devienne et reste un demi-cercle.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

25 La figure 1C représente schématiquement un dispositif conforme à l'invention, correspondant à une situation illustrée dans un plan horizontal sur la figure 1A et dans un plan vertical sur la figure 1B.

Les figures 2A, 2B et 2C illustrent des représentations semblables respectivement à celles des figures 1A, 1B et 1C, pour une position rela-

tive et une vitesse de l'aéronef, qui sont différentes.

Les figures 3A, 3B et 3C illustrent des représentations semblables respectivement à celles des figures 1A, 1B et 1C, pour une position relative et une vitesse de l'aéronef, qui sont différentes.

5 Les figures 4, 5 et 8 illustrent différents types de présentation d'informations.

Les figures 6B et 7B montrent chacune une indication de limitation de vitesse, pour des situations représentées respectivement sur les figures 6A et 7A.

10 Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1C est destiné à fournir une aide pour le pilotage d'un aéronef, notamment à voilure tournante, en l'occurrence d'un hélicoptère H, en présentant des informations utiles audit pilotage.

Selon l'invention, ledit dispositif 1 qui est embarqué sur ledit hélicoptère H comporte à cet effet :

- 15 – des moyens 2, comprenant par exemple des capteurs et des calculateurs, pour déterminer de façon usuelle, d'une part, la pente et le cap d'une trajectoire de consigne T de l'hélicoptère H et, d'autre part, la pente et le cap d'une trajectoire de pilotage que peut prendre ledit hélicoptère H pour rejoindre ladite trajectoire de consigne T ; et
- 20 – des moyens 3 reliés par une liaison 4 auxdits moyens 2 et présentant, sur un écran de visualisation 5, simultanément un signe caractéristique S1, par exemple un losange, dont la position sur ledit écran de visualisation 5 est représentative à la fois de la pente et du cap de ladite trajectoire de consigne T et un signe caractéristique S2, par exemple un
- 25 cercle, dont la position sur ledit écran de visualisation 5 est représentative à la fois de la pente et du cap de ladite trajectoire de pilotage.

Pour bien mettre en évidence la position relative entre l'hélicoptère H et la trajectoire de consigne T, et pour bien expliciter la disposition des différents signes sur l'écran 5 de la figure 1C, on a représenté :

- sur la figure 1A, la projection sur un plan horizontal de la trajectoire T, de la position de l'hélicoptère H et du vecteur vitesse V de ce dernier, ledit vecteur vitesse V et ladite trajectoire T formant un angle α ; et
- sur la figure 1B, la projection sur un plan vertical OXZ desdits éléments T, H et V.

La trajectoire de consigne T comporte une pluralité de segments successifs L1 à L4 de pentes et de caps différents. Le segment L3 qui est le plus proche, à une distance horizontale d_h et à une distance verticale d_v , de la position actuelle de l'hélicoptère H est considéré comme le segment actuel, par rapport auquel sont réalisés les traitements et les présentations d'informations précisés ci-dessous.

Comme on peut le voir sur la figure 1C, ledit écran de visualisation 5 indique également :

- une ligne d'horizon 6 ;
- une échelle 7 de pente (ou de tangage) ;
- une échelle 8 de cap (ou d'azimut) ; et
- un signe 9 illustrant l'orientation du vecteur vitesse V de l'hélicoptère H et indiquant donc la direction vers laquelle vole ce dernier.

Dans le plan vertical (figure 1B), le segment L3 présente une pente P, par exemple de -8° . Le signe S1 est donc placé sur l'échelle 7 à ladite pente P.

De plus, dans le plan horizontal (figure 1A), le segment L3 est orienté en cap à α° , par exemple 5° , par rapport au cap de l'hélicoptère H. Le signe S1 est donc placé sur l'échelle 8 à une distance D représentative de la valeur α° , comme représenté sur la figure 1C.

Ledit signe S1 indique donc directement la pente et le cap de la trajectoire de consigne T.

5 Ce signe S1 peut éventuellement être accompagné d'une indication sur l'origine de la trajectoire de consigne T, par exemple FMS comme représenté sur la figure 1C pour indiquer que la trajectoire est élaborée par un calculateur de navigation embarqué sur l'hélicoptère H, ou ATC pour indiquer qu'elle est élaborée par des moyens de contrôle aérien prévus au sol et qu'elle est transmise par liaison radio à l'hélicoptère H ou aux moyens 2.

10 Par ailleurs, le signe S2 fournit une indication permettant au pilote de rejoindre la trajectoire de consigne T selon une stratégie prédéfinie. Ce signe S2 est centré sur l'écran 5 à une pente et à un cap (ou à un écart de pente et à un écart de cap par rapport au signe S1) calculés par les moyens 2, comme optimaux compte tenu de la distance (distance verticale dv et distance horizontale dh) qui sépare l'hélicoptère H du segment

15 actuel L3 de la trajectoire de consigne T et compte tenu de la manière dont on veut que l'hélicoptère H rejoigne ladite trajectoire de consigne T (approche douce ou approche plus directe).

A titre d'exemple, dans le plan vertical OXZ, l'hélicoptère H qui

20 est situé au-dessus du segment L3 va devoir prendre une pente (par exemple -15) supérieure à la pente P (par exemple -8) de ce segment L3, pour pouvoir rejoindre ce dernier.

Une situation semblable se présente dans le plan horizontal pour les valeurs de cap.

25 Selon l'invention, sur l'écran 5 :

- l'écart de pente p calculé par les moyens 2, entre les signes S1 et S2, est fonction de la distance verticale dv ; et
- l'écart de cap α entre ces signes S1 et S2 est fonction de la distance horizontale dh .

Dans le cadre de la présente invention, lesdits moyens 2 peuvent utiliser différentes lois, notamment en fonction de la stratégie d'approche choisie, pour calculer les valeurs p et r à partir des valeurs dv et dh .

Toutefois, dans un mode de réalisation préféré, on calcule ces valeurs à partir des relations suivantes :

- si $dv > 25$ m, p est proportionnel à \sqrt{dv}
- si $dv < 25$ m, p est proportionnel à $dv/5$
- si $dh > 25$ m, r est proportionnel à \sqrt{dh}
- si $dh < 25$ m, r est proportionnel à $dh/5$.

Ainsi, grâce à l'invention, le pilotage de l'hélicoptère H consiste simplement à faire coïncider le signe 9 indiquant la direction vers laquelle vole l'hélicoptère H et le signe S2, ce qui permet audit hélicoptère H de rejoindre et de suivre la trajectoire de consigne T. Bien entendu, lorsqu'il rejoint cette trajectoire, les signes S1 et S2 sont centrés sur le même point de l'écran 5.

Selon l'invention, l'écran 5 comporte de plus un signe S3 formé de deux lignes reliant le centre du signe S1 aux extrémités du signe S2 (c'est-à-dire à des tangentes du cercle formant ledit signe S2).

Ce signe S3 donne une représentation simple et en perspective, suggérant la route à suivre pour rejoindre la trajectoire de consigne T.

Les figures 2A et 3A, 2B et 3B, 2C et 3C représentent des figures qui sont semblables respectivement aux figures 1A, 1B et 1C, mais qui illustrent des situations et des positions différentes entre l'hélicoptère H et la trajectoire de consigne T.

Sur les figures 2A, 2B et 2C, la situation est proche de celle illustrée sur la figure 1C, l'hélicoptère H est situé au-dessus du segment L3, mais il présente une pente qui est légèrement supérieure à celle de ce dernier.

Les figures 3A, 3B et 3C illustrent une situation dans laquelle l'hélicoptère H est situé à l'intérieur d'un "tunnel de consigne" 10 représentant une forme tubulaire centrée sur le segment actuel L3. De plus, la pente de l'hélicoptère H est très proche de celle de ce segment L3.

5 Par conséquent, le signe S1 est situé à l'intérieur du signe S2, les signes S1, S2 et 9 étant presque superposés.

Dans le cadre de la présente invention, lesdits signes S1 et S2 peuvent présenter des formes différentes.

A titre d'exemple, ledit signe S1 peut notamment être :

- 10 – un losange, comme représenté sur les figures 1C et 3C ;
– un point non représenté, ce qui permet d'alléger la présentation sur l'écran 5 ; ou
– un symbole illustrant une piste d'atterrissage, comme représenté sur la figure 2C. Ce symbole peut, par exemple, être uniquement présenté
15 lorsque le guidage est réalisé par rapport au dernier segment L4 de la trajectoire de consigne T, qui aboutit au point d'atterrissage, pour prévenir le pilote de l'imminence de l'atterrissage.

Selon l'invention, les moyens 2 peuvent de plus déterminer une vitesse de prédiction, qui peut être égale à la somme de la vitesse cou-
20 rante et d'une valeur proportionnelle à la dérivée de la vitesse.

Pour illustrer cette vitesse de prédiction, l'écran 5 comporte un signe S4 représenté sur la figure 8 et associé par exemple au signe 9. Ce signe S4, par exemple une flèche, indique le point de l'espace qui sera atteint par l'hélicoptère H dans une durée déterminée, s'il maintient cons-
25 tantes ses accélérations actuelles.

Ledit signe S4 permet donc à l'hélicoptère H de rejoindre la trajectoire T dans ladite durée déterminée si le guidage superpose la pointe de la flèche S4 au centre du cercle S2.

Ce signe S4, qui est confondu avec le signe 9 lorsque l'hélicoptère vole en ligne droite, peut prendre une pluralité de formes, notamment celle d'une flèche.

A titre d'exemple, il peut prendre la forme :

- 5 – d'un symbole à deux dimensions qui est fixe et est situé à une distance devant l'hélicoptère H, correspondant à une durée de vol déterminée ;
- d'un objet symbolique représentant un objet à trois dimensions dans l'espace, qui est déformable en fonction de l'angle de vue et qui est situé à une distance devant l'hélicoptère, correspondant à une durée de
- 10 vol déterminée ; ou
- d'un objet symbolique représentant un objet à trois dimensions dans l'espace, qui est déformable en fonction de l'angle de vue, mais qui s'étale également sur deux distances correspondant à deux durées de
- vol déterminées.

15 Dans le cas où la trajectoire de consigne présente une courbe, on forme une vitesse de prédiction corrigée pour maintenir l'hélicoptère H sur ladite trajectoire de consigne, en réalisant le mode de pilotage précité.

A cet effet, on corrige la vitesse de prédiction d'une valeur qui est fonction de la force centrifuge due au virage imposé.

20 Avec une vitesse de prédiction ainsi corrigée, dès que l'hélicoptère H entre dans le virage, le signe S4 est décalé vers l'extérieur du virage de la correction définie et le pilote doit ramener ledit signe S4 sur le signe S2 pour réaliser le pilotage conforme à l'invention. A la sortie du virage, la correction est supprimée.

25 Cette correction donne donc une indication de pilotage permettant au pilote de se mettre à temps en virage, sans attendre d'être hors de la trajectoire de consigne pour recevoir l'ordre d'y revenir.

Par ailleurs, le signe S2 peut être une ellipse de configuration variable, c'est-à-dire de forme et/ou de dimension variables.

Dans un premier mode de réalisation, la forme de l'ellipse varie en fonction de l'angle de rotation du cercle formé par le tunnel de consigne 10 représenté sur la figure 3A, par rapport à l'axe de visée du centre de ce cercle à partir de l'hélicoptère H.

5 Par ailleurs, lors du pilotage, lorsque la vitesse de l'hélicoptère H est relativement faible, un vent latéral peut soumettre ce dernier à un dérapage susceptible d'entraîner la sortie notamment des signes 9 et S4 du champ de vision représenté sur l'écran de visualisation 5. Le pilote ne voit alors plus le signe 9 ou S4 qu'il doit amener au centre du cercle S2 pour le pilotage conforme à l'invention.

10 Pour remédier à cet inconvénient, dans l'exemple représenté sur la figure 4 où la sortie des signes 9 et S2 se fait latéralement par rapport au plan de l'écran 5, c'est-à-dire selon la direction en cap, on prévoit deux signes auxiliaires 9ad et S2ad situés sur l'écran 5, à une distance prédéterminée Ra, respectivement desdits signes 9 et S2, selon ladite direction en cap, mais à la même pente que lesdits signes 9 et S2.

Le pilotage consiste alors à amener ledit signe auxiliaire 9ad en superposition dudit signe auxiliaire S2ad.

On notera de plus que :

- 20 – la distance Ra est, par exemple, égale à la longueur du rayon du cercle formant l'écran 5 ;
- lorsque le guidage est réalisé, non pas au moyen du signe 9, mais au moyen du signe S4, on peut prévoir un signe additionnel similaire, associé audit signe S4 ; et
- 25 – lorsque la sortie se fait verticalement, on prévoit des signes additionnels décalés selon la direction en pente, au même cap que les signes S2, 9 et/ou S4 qui sont sortis.

En outre, comme on peut le voir sur la figure 5, on peut prévoir selon l'invention un signe additionnel supplémentaire S1ad destiné à aver-

tir le pilote d'un prochain changement du segment courant de la trajectoire de consigne T, par exemple le passage prochain du segment L3 au segment L4.

5 Ce signe S1ad est mis en place à une durée déterminée avant le changement prévu.

Au fur et à mesure que l'on approche du point de changement, c'est-à-dire que la position courante sur le segment actuel (L3 par exemple) s'approche du segment prochain (L4 par exemple), le signe S1 s'approche dudit signe additionnel S1ad.

10 Lorsque le changement est réalisé, les deux signes S1 et S1ad se superposent et ledit signe S1ad disparaît.

En outre, un signe additionnel S3ad supplémentaire illustrant la route à suivre peut être associé audit signe additionnel S1ad.

15 A titre d'exemple, les différents signes auxiliaires ou additionnels 9ad, S1ad, S2ad et S3ad peuvent présenter la même forme que les signes 9, S1, S2 et S3 auxquels ils sont associés, mais avec une représentation en traits interrompus.

20 Par ailleurs, pour aider le pilote à commander et à maintenir l'hélicoptère à une vitesse appropriée, on prévoit un signe S5 qui est centré autour du signe 9 indiquant la direction du vecteur vitesse V de l'hélicoptère H, comme représenté sur la figure 7B.

25 Sa forme est conçue pour restituer au pilote la position relative du sol 11 par rapport à un domaine de l'espace lié à l'hélicoptère H, en visualisant directement l'intersection avec le sol d'un volume conique 12 centré sur le vecteur vitesse V. Cette solution suppose que les moyens 2 connaissent la distance du sol dans cette direction, soit à l'aide d'un télémètre radar ou laser, soit à partir d'une radio-sonde et/ou d'une base de données du terrain numérisé.

Ledit signe S5 se compose d'un cercle de diamètre fixe centré sur le signe 9 et d'une corde 14 de ce cercle, dont la hauteur est une fonction de l'intersection entre le cône 12 et le sol 11.

Le cône 12 présente une longueur kV , k étant une valeur qui est
5 par exemple proportionnelle à la pente actuelle de l'hélicoptère H et V étant la vitesse de l'hélicoptère H.

Bien entendu, tant que ledit cône 12 ne touche pas le sol 11 (figure 6A), le signe S5 n'apparaît pas (figure 6B). Sur la figure 6B, on a
indiqué en traits interrompus la position que prendrait ledit signe S5 s'il
10 était présent.

En revanche, lorsque le cône 12 touche le sol 11, comme illustré par une partie 13 en trait renforcé sur la figure 7A, ledit signe S5 apparaît sur l'écran 5 (figure 7B). La hauteur de la corde 14 dans le cercle formant le signe S5 dépend donc de la taille de ladite partie 13.

Ce signe S5 permet notamment au pilote de descendre avec une
15 pente donnée à une vitesse quelconque et de garder cette vitesse jusqu'à ce que le cône 12 touche le sol 11, ce qui sera matérialisé par la corde 14 ou barre d'intersection qui va monter dans le cercle. Il devra alors ralentir jusqu'à ce que cette corde 14 soit au niveau du signe 9, donc
20 qu'elle devienne un diamètre du cercle illustré en traits interrompus sur la figure 6B, et devra asservir sa vitesse pour garder la corde 14 à ce niveau.

On notera que lorsque la longueur du cône 12 dépend de la pente, la symbologie précitée présente l'avantage d'aider le pilote en lui imposant une vitesse maximale, en fonction de la pente qu'il prend effectivement, même si cette pente n'est pas celle de la trajectoire de consigne T. Cela revient à lui conseiller une pente de descente, et pour toute pente prise, une vitesse maximale à ne pas dépasser, même si la pente suivie n'est pas la pente conseillée. Le dispositif 1 ne lui impose donc une vi-

tesse que lorsque la proximité du sol 11 l'exige, c'est-à-dire lorsqu'il est impératif de ralentir pour ne pas heurter le sol 11.

Cette symbologie (signe S5) représente donc des avantages importants, non seulement pour la facilité de pilotage, mais également pour la sécurité.

Par ailleurs, si le signe S2 est une ellipse de taille et de position variant avec la vitesse, on peut prévoir, comme représenté sur la figure 8, une deuxième ellipse (signe S6) en traits interrompus, qui est également centrée sur la route à suivre, mais à une distance de l'ellipse S2 qui est fonction de la différence entre la vitesse effective de l'hélicoptère H et une vitesse de consigne déterminée par les moyens 2.

Le pilotage consiste alors à superposer l'ellipse S6 sur l'ellipse S2 et donc à amener la vitesse effective de l'hélicoptère H à ladite vitesse de consigne.

On notera que dans l'exemple représenté sur la figure 8, comme l'ellipse S6 est de taille plus importante que l'ellipse S2, la vitesse effective de l'hélicoptère H est supérieure à sa vitesse de consigne.

On notera en outre que les moyens 2 peuvent être associés à un écran usuel dit "tête basse" ou à un écran usuel dit "tête haute".

La visualisation "tête basse" présente l'avantage de s'adapter facilement à de nombreux hélicoptères ou avions déjà équipés d'écrans électroniques, de type "EFIS". Ces écrans présentent des informations de pilotage sécurisées. Cependant, leur utilisation près du sol contraint le pilote à abandonner la vue de l'extérieur pour regarder sa planche de bord, ce qu'il ressent généralement comme une prise de risque. Les informations présentées doivent alors être précises, claires et facilement interprétables pour compenser la perte de la vue extérieure, ce qui est bien entendu le cas avec le dispositif 1 conforme à l'invention.

En revanche, l'avantage d'un écran "tête haute" est de rendre compatibles un pilotage "naturel" et un pilotage "aux instruments", en associant ces deux modes en un seul mode de pilotage naturel assisté. L'assistance proposée est intégrée au pilotage naturel pour l'enrichir, en le perturbant le moins possible. La transition "vol aux instruments" / "vol à vue" est ainsi facilitée.

On notera que l'utilisation d'un viseur tête haute ("HUD" : "Head Up Display") dans un hélicoptère civil est une solution alternative au pilotage automatique en approche. Dans le principe, le pilote remplace les servocommandes, le couple HUD/pilote remplissant la fonction du pilotage automatique.

En approche vers le sol, le guidage "tête haute" présente pour le pilote deux intérêts fondamentaux :

- pouvoir acquérir une information sur l'hélicoptère sans commuter le regard vers l'intérieur de la cabine ; et
- obtenir une information de vol superposée au monde réel et en correspondance avec lui, ce qui évite audit pilote de devoir faire la corrélation intellectuelle de l'information symbolisée avec les repères visuels extérieurs.

La visualisation "tête haute" permet de plus, si nécessaire, d'améliorer la perception du monde extérieur, par la présentation d'une image de vision artificielle, ce qui permet au pilote de retrouver par une voie naturelle les notions de relief et d'espace.

REVENDEICATIONS

1. Dispositif d'aide au pilotage d'un aéronef, notamment à voilure tournante, en particulier un hélicoptère, caractérisé en ce qu'il comporte :

- 5 – des premiers moyens (2) pour déterminer, d'une part, la pente et le cap d'une trajectoire de consigne (T) de l'aéronef (H) et, d'autre part, la pente et le cap d'une trajectoire de pilotage que peut prendre ledit aéronef (H) pour rejoindre ladite trajectoire de consigne (T) ; et
- 10 – des seconds moyens (3) pour présenter, sur un écran de visualisation (5), simultanément un premier signe caractéristique (S1), dont la position sur ledit écran de visualisation (5) est représentative à la fois de la pente et du cap de ladite trajectoire de consigne (T) et un deuxième signe caractéristique (S2), dont la position sur ledit écran de visualisation (5) est représentative à la fois de la pente et du cap de ladite trajectoire de pilotage.

2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que lesdits seconds moyens (3) présentent de plus, sur ledit écran de visualisation (5), un troisième signe caractéristique (S3) reliant ensemble lesdits premier et deuxième signes caractéristiques (S1, S2).

3. Dispositif selon l'une des revendications 1 et 2, caractérisé en ce que lesdits seconds moyens (3) présentent de plus, sur ledit écran de visualisation (5), un quatrième signe caractéristique (9) indiquant la direction vers laquelle vole l'aéronef (H).

4. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que lesdits seconds moyens (3) présentent de plus, sur ledit écran de visualisation (5), un cinquième signe caractéristique (S4) indiquant la direction d'un point de l'espace qui sera atteint par ledit aéronef (H) dans une durée déterminée.

5. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que la distance entre lesdits premier et deuxième signes caractéristiques (S1, S2) sur ledit écran de visualisation (5) est fonction :

- 5 – selon une première direction représentant le cap, de la distance (dh) dans un plan horizontal entre la position de l'aéronef (H) et ladite trajectoire de consigne (T) ; et
- selon une seconde direction représentant la pente, de la distance (dv) dans un plan vertical entre la position de l'aéronef (H) et ladite trajectoire de consigne (T).
- 10

6. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que ledit deuxième signe caractéristique (S2) présente la forme d'une ellipse, de configuration géométrique variable. *

15 7. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que lesdits seconds moyens (3) présentent, de plus, sur ledit écran de visualisation (5), un sixième signe caractéristique (S6) associé audit deuxième signe caractéristique (S2) et écarté de celui-ci d'une distance fonction de la différence entre la vitesse effective de l'aéronef (H) et une vitesse de consigne.

20

8. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que lesdits seconds moyens (3) présentent, de plus, sur ledit écran de visualisation (5), au moins un signe auxiliaire (9ad, S2ad) qui est destiné à suppléer un signe caractéristique (9, S2) sorti du champ de vision représenté sur ledit écran de visualisation (5) et qui est situé, selon une direction de sortie de champ, à une distance prédéterminée (Ra) de la position effective dudit signe caractéristique sorti (9, S2).

25

9. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que lesdits seconds moyens (3) présentent, de plus, sur ledit écran de visualisation (5), au moins un premier signe additionnel (S1ad, S3ad) avertissant d'une modification, dans une durée prédéterminée, de la trajectoire de consigne (T).

10. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que lesdits seconds moyens (3) présentent, de plus, sur ledit écran de visualisation (5), un second signe additionnel (S5) indiquant la position du sol (11) relativement à une zone de l'espace (12) liée audit aéronef (H).

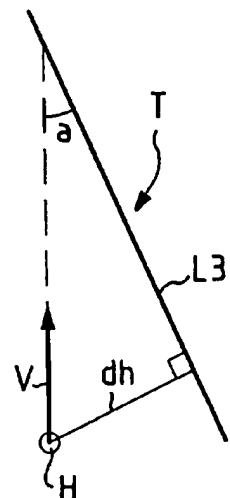


FIG. 1A

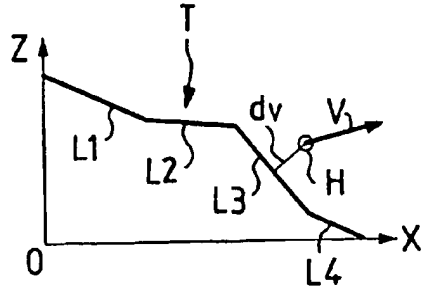
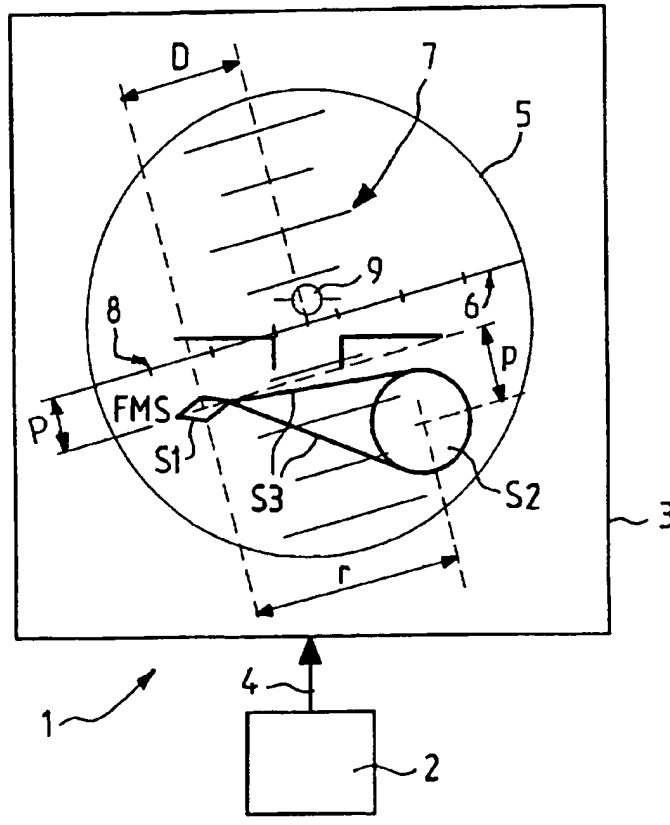


FIG. 1B

FIG. 1C



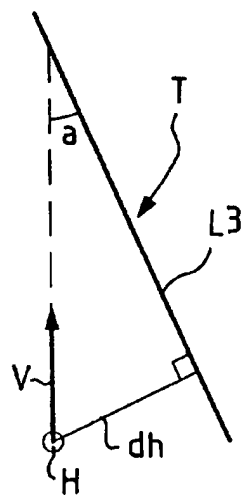


FIG. 2A

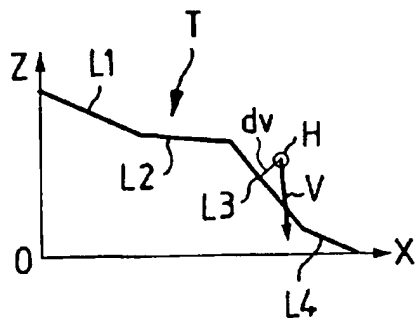
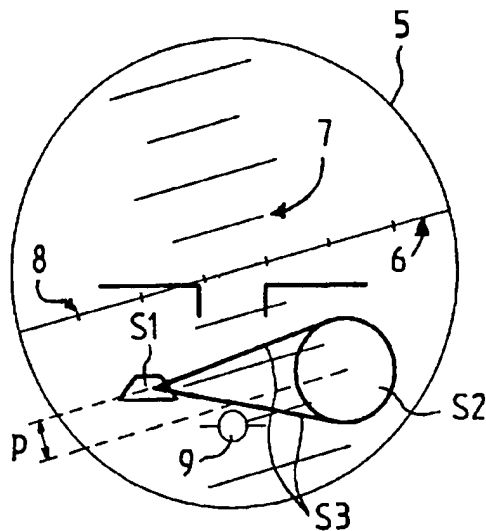


FIG. 2B

FIG. 2C



3/4

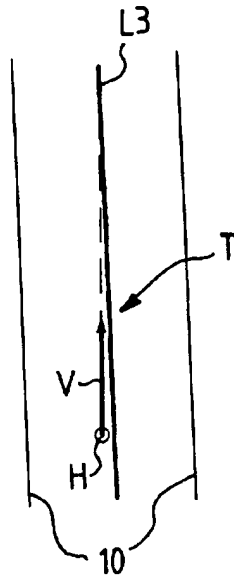


FIG. 3A

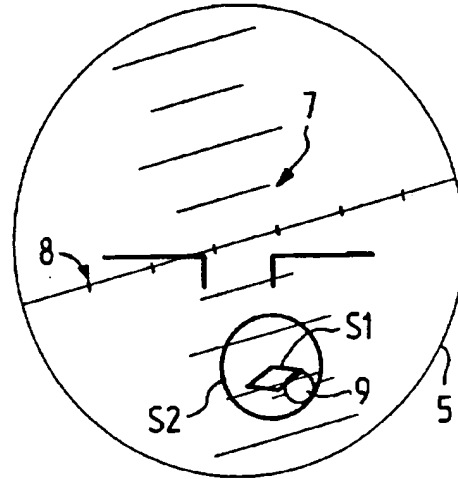


FIG. 3C

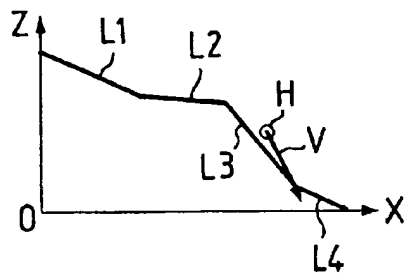
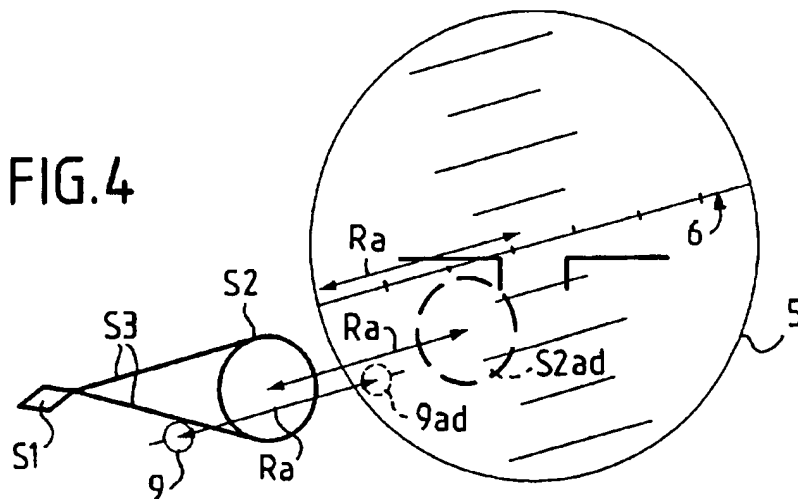


FIG. 3B

FIG. 4



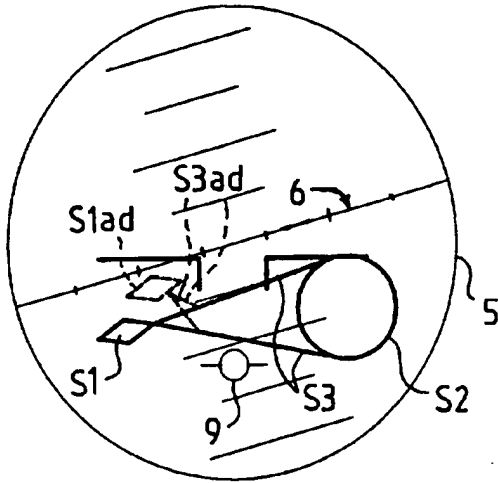


FIG. 5

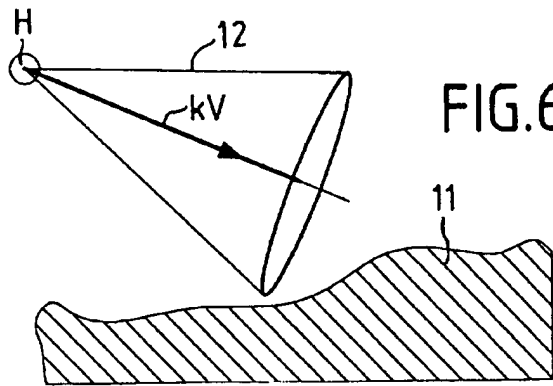


FIG. 6A

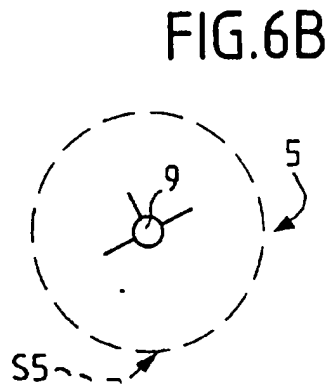


FIG. 6B

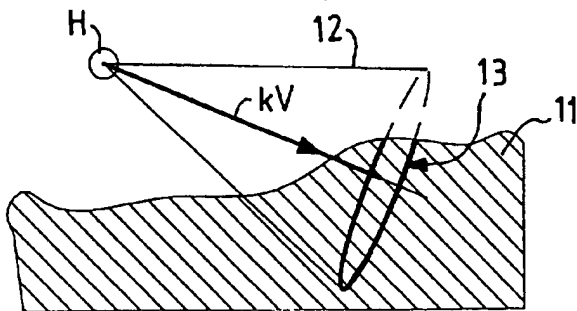


FIG. 7A

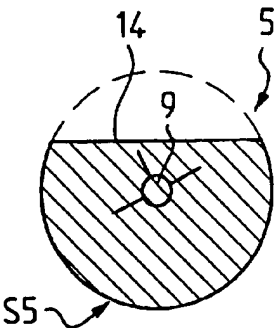


FIG. 7B

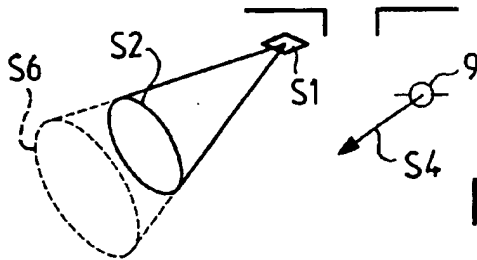


FIG. 8

INSTITUT NATIONAL
de la
PROPRIETE INDUSTRIELLE

**RAPPORT DE RECHERCHE
PRELIMINAIRE**

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 562994
FR 9811858

| DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS | | Revendications concernées de la demande examinée |
|---|---|---|
| Catégorie | Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes | |
| X | FR 2 752 051 A (SEXTANT AVIONIQUE) 6 février 1998 * page 13, ligne 11 - page 15, ligne 17 * * page 24, ligne 13 - ligne 20; figures 1-15 * | 1-3,5 |
| X | FR 2 666 428 A (AEROSPATIALE) 6 mars 1992 * page 18, ligne 31 - page 20, ligne 26; figures 1,2,5-7 * | 1-5 10 |
| A | EP 0 044 777 A (AVIONS MARCEL DASSAULT-BREGUET AVIATION & THOMSON-CSF) 27 janvier 1982 * page 21, ligne 23 - page 23, ligne 20; figures 3,5 * | 1 |
| A | US 4 368 517 A (P. LOVERING) 11 janvier 1983 * colonne 2, ligne 63 - colonne 3, ligne 48; figures 1-5 * | 1 |
| A | GB 2 202 199 A (FERRANTI) 21 septembre 1988 * page 15, ligne 3 - page 17, ligne 15; figures 1-5 * | 1 |
| A | EP 0 418 558 A (VDO ADOLF SCHINDLING) 27 mars 1991 * abrégé; figures 3-7 * | 1 |
| | | DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.CL.6) |
| | | G01C G05D |
| Date d'achèvement de la recherche | | Examineur |
| 9 juin 1999 | | Goetz, P |
| <p>CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p> | | |